

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

IN RE APPLICATION OF: Alain PORTE

GAU:

SERIAL NO: New Application

EXAMINER:

FILED: Herewith

FOR: AIRCRAFT ENGINE IN WHICH THERE IS A SMALL CLEARANCE SEPARATING THE FAN COWLS AND THE THRUST INVERTER COWLS

REQUEST FOR PRIORITY

COMMISSIONER FOR PATENTS  
ALEXANDRIA, VIRGINIA 22313

SIR:

- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Application Serial Number \_\_\_\_\_, filed \_\_\_\_\_, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §120.
- ☐ Full benefit of the filing date(s) of U.S. Provisional Application(s) is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119(e):  
Application No. \_\_\_\_\_ Date Filed \_\_\_\_\_
- ☒ Applicants claim any right to priority from any earlier filed applications to which they may be entitled pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, as noted below.

In the matter of the above-identified application for patent, notice is hereby given that the applicants claim as priority:

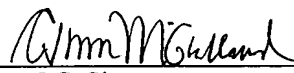
<u>COUNTRY</u>	<u>APPLICATION NUMBER</u>	<u>MONTH/DAY/YEAR</u>
France	03 50231	June 18, 2003

Certified copies of the corresponding Convention Application(s)

- ☒ are submitted herewith
- ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee
- ☐ were filed in prior application Serial No. \_\_\_\_\_ filed \_\_\_\_\_
- ☐ were submitted to the International Bureau in PCT Application Number \_\_\_\_\_  
Receipt of the certified copies by the International Bureau in a timely manner under PCT Rule 17.1(a) has been acknowledged as evidenced by the attached PCT/IB/304.
- ☐ (A) Application Serial No.(s) were filed in prior application Serial No. \_\_\_\_\_ filed \_\_\_\_\_; and
- ☐ (B) Application Serial No.(s)  
☐ are submitted herewith  
☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

Respectfully Submitted,

OBLON, SPIVAK, McCLELLAND,  
MAIER & NEUSTADT, P.C.

  
Philippe J.C. Signore  
Registration No. 43,922

Customer Number

22850

Tel. (703) 413-3000  
Fax. (703) 413-2220  
(OSMMN 05/03)

C. Irvin McClelland  
Registration Number 21,124

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**



03 5081  
Brevet  
C.

# BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

### COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 11 FEV. 2004

Pour le Directeur général de l'Institut  
national de la propriété industrielle  
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT  
NATIONAL DE  
LA PROPRIÉTÉ  
INDUSTRIELLE

SIEGE  
26 bis, rue de Saint Petersburg  
75800 PARIS cedex 08  
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04  
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23  
[www.inpi.fr](http://www.inpi.fr)

THIS PAGE BLANK (USP 10)



## BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

26bis, rue de Saint-Petersbourg  
75800 Paris Cédex 08  
Téléphone: 01 53.04.53.04 Télécopie: 01.42.94.86.54

Code de la propriété intellectuelle-livre VI

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE

DATE DE REMISE DES PIÈCES: 18.06.03 N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL: 0350931 DÉPARTEMENT DE DÉPÔT: 75 DATE DE DÉPÔT: 18.06.03	Gérard POULIN BREVALEX 3, rue du Docteur Lancereaux 75008 PARIS France
Vos références pour ce dossier: SP21686.GP DOS1669DA	

<b>1 NATURE DE LA DEMANDE</b>			
Demande de brevet			
<b>2 TITRE DE L'INVENTION</b>			
MOTEUR D'AVION DONT LES CAPOTS DE SOUFFLANTE ET D'INVERSEURS DE POUSSEE SONT SEPARES PAR UN JEU REDUIT.			
<b>3 DECLARATION DE PRIORITE OU REQUETE DU BENEFICE DE LA DATE DE DEPOT D'UNE DEMANDE ANTERIEURE FRANCAISE</b>		Pays ou organisation	Date N°
<b>4-1 DEMANDEUR</b>			
Nom	AIRBUS FRANCE		
Rue	316, route de Bayonne		
Code postal et ville	31060 TOULOUSE CEDEX 3		
Pays	France		
Nationalité	France		
Forme juridique	Société par actions simplifiée (SAS)		
<b>5A MANDATAIRE</b>			
Nom	POULIN		
Prénom	Gérard		
Qualité	CPI: 99 0200, Pas de pouvoir		
Cabinet ou Société	BREVALEX		
Rue	3, rue du Docteur Lancereaux		
Code postal et ville	75008 PARIS		
N° de téléphone	01 53 83 94 00		
N° de télécopie	01 45 63 83 33		
Courrier électronique	brevets.patents@brevalex.com		
<b>6 DOCUMENTS ET FICHIERS JOINTS</b>		Fichier électronique	Pages
Texte du brevet		textebrevet.pdf	19
Dessins		dessins.pdf	2
Désignation d'inventeurs		Détails	
		D 15, R 3, AB 1	
		page 2, figures 3, Abrégé:	
		page 1, Fig.1	

<b>7 MODE DE PAIEMENT</b>				
Mode de paiement		Prélèvement du compte courant		
Numéro du compte client		714		
<b>8 RAPPORT DE RECHERCHE</b>				
Etablissement immédiat				
<b>9 REDEVANCES JOINTES</b>				
	Devise	Taux	Quantité	Montant à payer
062 Dépôt	EURO	0.00	1.00	0.00
063 Rapport de recherche (R.R.)	EURO	320.00	1.00	320.00
Total à acquitter	EURO			320.00

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire.  
Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

Signé par

Signataire: FR, Brevallex, G. Poulin

Emetteur du certificat: DE, D-Trust GmbH, D-Trust for EPO 2.0

Fonction

Mandataire agréé (Mandataire 1)



## BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

### Réception électronique d'une soumission

Il est certifié par la présente qu'une demande de brevet (ou de certificat d'utilité) a été reçue par le biais du dépôt électronique sécurisé de l'INPI. Après réception, un numéro d'enregistrement et une date de réception ont été attribués automatiquement.

Demande de brevet : X

Demande de CU :

<b>DATE DE RECEPTION</b>	18 juin 2003	
<b>TYPE DE DEPOT</b>	INPI (PARIS) - Dépôt électronique	<b>Dépôt en ligne: X</b>
<b>N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL ATTRIBUE PAR L'INPI</b>	0350231	<b>Dépôt sur support CD:</b>
<b>Vos références pour ce dossier</b>	SP21686.GP DOS1669DA	

#### DEMANDEUR

Nom ou dénomination sociale	AIRBUS FRANCE
Nombre de demandeur(s)	1
Pays	FR

#### TITRE DE L'INVENTION

MOTEUR D'AVION DONT LES CAPOTS DE SOUFFLANTE ET D'INVERSEURS DE POUSSEE SONT SEPARES PAR UN JEU REDUIT.

#### DOCUMENTS ENVOYES

package-data.xml	Requetefr.PDF	fee-sheet.xml
Design.PDF	ValidLog.PDF	textebrevet.pdf
FR-office-specific-info.xml	application-body.xml	request.xml
dessins.pdf	indication-bio-deposit.xml	

#### EFFECTUE PAR

Effectué par:	G. Poulin
Date et heure de réception électronique:	18 juin 2003 14:50:35
Empreinte officielle du dépôt	62:11:9B:90:DB:65:0D:B6:93:03:32:4C:C3:3C:C0:D5:1C:A7:7E:7F

/ INPI PARIS, Section Dépôt /

SIEGE SOCIAL  
INSTITUT 26 bis, rue de Saint Petersburg  
NATIONAL DE 75800 PARIS cedex 08  
LA PROPRIÉTÉ Téléphone : 01 53 04 53 04  
INDUSTRIELLE Télécopie : 01 42 93 59 30

**MOTEUR D'AVION DONT LES CAPOTS DE SOUFFLANTE ET  
D'INVERSEURS DE POUSSÉE SONT SÉPARÉS PAR UN JEU RÉDUIT**

**DESCRIPTION**

**5    DOMAINE TECHNIQUE**

L'invention concerne un moteur d'avion comprenant une nacelle comportant successivement, dans le sens de l'écoulement de l'air, une structure d'entrée d'air, des capots de soufflante et des capots  
10 d'inverseurs de poussée.

Le moteur d'avion selon l'invention peut être implanté sur tout type d'aéronef et notamment sur les avions de ligne affectés au transport de passagers ou de marchandises.

15        Dans l'ensemble du texte, les termes tels que "avant", "arrière", etc. se réfèrent au sens de l'écoulement de l'air à l'intérieur du moteur. De façon comparable, le terme "axial" se réfère à une direction parallèle à l'axe du moteur.

**20    ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE**

Comme on l'a représenté schématiquement en perspective éclatée sur la figure 1 des dessins annexés, un moteur d'avion classique tel qu'un turboréacteur comprend habituellement un carter moteur  
25 1, suspendu à une aile d'avion 2 par un mât 3 et entouré par une nacelle, de façon à délimiter entre eux un canal annulaire dans lequel est placée une soufflante 4. Autour de la soufflante 4, le canal de soufflante est délimité par un carter de soufflante 5,



rendu solidaire du carter moteur 1 par des ailettes (non représentées).

Dans le sens de l'écoulement de l'air, c'est-à-dire d'avant en arrière, la nacelle comprend successivement une structure annulaire d'entrée d'air 6, une paire de capots de soufflante droit et gauche 7, une paire de capots 8 d'inverseur de poussée droit et gauche et une tuyère annulaire 9. Les capots de soufflante 7 sont articulés sur le mât 3 par leurs bords supérieurs et peuvent être ouverts pour permettre la maintenance. En vol, les capots de soufflante 7 sont maintenus fermés par des organes de verrouillage interposés entre leurs bords inférieurs.

Le bord arrière interne de la structure d'entrée d'air 6 est fixé directement sur le bord avant du carter de soufflante 5 par des organes (non représentés) de type boulons ou rivets.

Le bord avant de chacun des capots d'inverseur de poussée 8 est également rendu solidaire du bord arrière du carter de soufflante 5. Lorsque les capots d'inverseur de poussée 8 sont installés, cette fonction est assurée par l'emboîtement d'un ergot circulaire (non représenté) solidaire de chacun des capots d'inverseur de poussée 8 dans une gorge (non représentée) usinée sur le carter de soufflante 5. Lors de la mise en œuvre des inverseurs de poussée montés dans les capots 8, cet agencement permet de transmettre intégralement au carter de soufflante 5 les efforts axiaux engendrés par la poussée inversée du moteur.

Lorsque les capots de soufflante 7 sont fermés, ils sont rendus solidaires de la structure

d'entrée d'air 6. Cette fonction est généralement assurée par des couteaux (non représentés) montés à l'intérieur du bord avant de chacun des capots de soufflante 7, qui viennent se loger sans jeu dans des orifices (non représentés) prévus à l'extrémité arrière de la structure d'entrée d'air 6. Le nombre de couteaux et d'orifices est fonction de la taille du moteur. En variante, les couteaux sont parfois remplacés par un ergot unique formé sur au moins une partie de la circonférence des capots de soufflante 7 et venant se loger dans une gorge circonférentielle prévue sur la structure d'entrée d'air.

Compte tenu des tolérances de fabrication et de montage des différentes pièces, il existe un léger jeu J1 entre les bords arrière des capots de soufflante 7 et les bords avant des capots d'inverseur de poussée et un léger jeu J2 entre le bord arrière de la structure d'entrée d'air 6 et les bords avant des capots de soufflante 7, à la surface extérieure de la nacelle, lorsque les capots de soufflante sont fermés. Ces jeux sont minimisés afin d'éviter une traînée parasite trop importante, préjudiciable du point de vue de la consommation de carburant du moteur.

Lorsque l'avion est en vol, la structure d'entrée d'air 6 est soumise à des différences de pression engendrées par l'écoulement aérodynamique de l'air. Ces différences de pression ont pour effet de soumettre la structure d'entrée d'air à un phénomène de succion, qui tend à l'aspirer vers l'avant par rapport aux autres composants du moteur.

Etant donné que la structure d'entrée d'air 6 et les capots de soufflante 7 sont rendus solidaires par des structures de type couteaux-orifices ou analogues, c'est l'ensemble formé par la structure d'entrée d'air et les capots de soufflante qui se met en flexion et tend à être aspiré vers l'avant. le jeu J2 entre ces pièces reste donc constant et limité. En revanche, le jeu J1 entre les capots de soufflante 7 et les capots 8 d'inverseur de poussée est accentué par cette flexion, du fait qu'il n'existe pas de liaison entre ces capots. Cela augmente la traînée parasite et contribue à dégrader la consommation de carburant tout au long du vol.

De surcroît, les mouvements relatifs engendrés par ce phénomène de succion entraînent une usure accélérée des pièces.

#### **EXPOSÉ DE L'INVENTION**

L'invention a pour objet un moteur d'avion dont la conception originale lui permet de résoudre au moins en partie les problèmes posés sur les moteurs existants.

Plus précisément, l'invention a pour objet un moteur d'avion dans lequel le jeu entre les capots de soufflante et les capots d'inverseur de poussée reste faible lorsque l'avion est en vol, de façon à limiter la traînée parasite et à ne pas augmenter la consommation de carburant.

Selon l'invention, ce résultat est obtenu au moyen d'un moteur d'avion comprenant un carter de soufflante et une nacelle comportant successivement, dans le sens de l'écoulement de l'air, une structure

d'entrée d'air fixée au carter de soufflante, au moins un capot de soufflante apte à occuper une position ouverte et une position fermée et au moins un capot d'inverseur de poussée fixé au carter de soufflante, un  
5 bord avant du capot de soufflante étant en prise sur un bord arrière de la structure d'entrée d'air par des moyens de transmission d'efforts axiaux, dans ladite position fermée, caractérisé en ce que des moyens additionnels de rigidification sont placés dans la  
10 structure d'entrée d'air ou entre le capot de soufflante et le capot d'inverseur de poussée.

L'introduction de moyens additionnels de rigidification dans la structure de la nacelle permet de supprimer ou de limiter très fortement les  
15 déformations de l'ensemble formé par la structure d'entrée d'air et les capots de soufflante provoquées par le phénomène de succion précité, lorsque l'avion est en vol. Le jeu J1 entre les capots de soufflante et les capots d'inverseur de poussée reste donc faible,  
20 malgré l'absence de liaison entre ces pièces. Ainsi, la consommation de carburant n'est pas augmentée par un accroissement de la traînée parasite.

Selon un premier mode de réalisation de l'invention, les moyens additionnels de rigidification  
25 comprennent une pluralité de renforts rigides dont une première extrémité est fixée à la structure d'entrée d'air, à proximité des moyens de transmission d'efforts axiaux, et dont une deuxième extrémité est fixée à la structure d'entrée d'air à proximité de l'endroit où  
30 celle-ci est fixée au carter de soufflante. On réalise ainsi un renforcement de la structure d'entrée d'air

qui s'oppose à la force de succion tendant à aspirer cette structure vers l'avant.

Selon un deuxième mode de réalisation de l'invention, les moyens additionnels de rigidification comprennent des éléments complémentaires formés respectivement sur un bord avant du capot d'inverseur de poussée et sur un bord arrière du capot de soufflante, lesdits éléments complémentaires étant aptes à s'emboîter l'un dans l'autre, avec un faible jeu axial prédéterminé, dans la position fermée du capot de soufflante, pour assurer la transmission d'efforts axiaux après rattrapage dudit jeu. Après rattrapage du jeu existant entre lesdits éléments complémentaires, pour tenir compte des tolérances de fabrication, cet agencement permet d'assurer une liaison rigide entre les capots de soufflante et les capots d'inverseur de poussée, ladite liaison rigide s'opposant à la force de succion qui tend à aspirer la structure d'entrée d'air vers l'avant.

Dans le deuxième mode de réalisation de l'invention, les éléments complémentaires comprennent avantageusement une pluralité d'orifices formés sur le bord avant du capot d'inverseur de poussée et une pluralité d'ergots formés sur le bord arrière du capot de soufflante, de façon à pénétrer dans lesdits orifices dans la position fermée du capot de soufflante, les orifices et les ergots étant répartis sur la périphérie du moteur.

Dans le deuxième mode de réalisation de l'invention, les éléments complémentaires peuvent aussi comprendre une gorge circonférentielle formée sur le

bord avant du capot d'inverseur de poussée et un ergot formé sur au moins une partie de la circonférence du bord arrière du capot de soufflante, de façon à pénétrer dans ladite gorge circonférentielle dans la position fermée du capot de soufflante.

### BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

On décrira à présent, à titre d'exemples non limitatifs, différents modes de réalisation préférés de l'invention, en se référant aux dessins annexés, dans lesquels :

-la figure 1, déjà décrite, est une vue en perspective éclatée qui représente un moteur d'avion de l'art antérieur ;

-la figure 2 est une vue en coupe à plus grande échelle de la zone de jonction entre la structure d'entrée d'air et l'un des capots de soufflante de la nacelle d'un moteur d'avion, selon un premier mode de réalisation de l'invention ; et

-la figure 3 est une vue en coupe à plus grande échelle de la zone de jonction entre l'un des capots de soufflante et le capot d'inverseur de poussée adjacent, selon un deuxième mode de réalisation de l'invention.

### EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

Le moteur conforme à l'invention est semblable à celui qui a été décrit précédemment en se référant à la figure 1. On se reportera donc à la description faite en référence à cette figure pour connaître les principaux éléments constitutifs du moteur et leur agencement relatif.

Pour l'essentiel, on rappelle que le moteur comprend une partie centrale délimitée extérieurement par un carter moteur 1 et une nacelle entourant le carter moteur. La partie centrale du moteur est séparée  
5 de la nacelle par un canal de soufflante dans lequel est placée une soufflante 4. Un carter de soufflante 5 entoure la soufflante et est fixé rigidement au carter moteur 1. D'avant en arrière, la nacelle comprend une structure d'entrée d'air 6, fixée à l'extrémité avant  
10 du carter de soufflante 5, deux capots de soufflante 7 articulés sur le mât 3 et entourant le carter de soufflante 5, deux capots 8 d'inverseur de poussée solidaires de l'extrémité arrière du carter de soufflante 5 et une tuyère annulaire 9.

15 Pour permettre la maintenance, les capots de soufflante 7 peuvent être basculés vers le haut dans une position ouverte. Lorsque l'avion est opérationnel, les capots de soufflante 7 sont fermés et leurs bords inférieurs sont reliés entre eux par des moyens de  
20 verrouillage.

Comme l'illustre plus en détail la figure 2, la structure d'entrée d'air 6 comprend une enveloppe extérieure 10, une enveloppe intérieure 12 munie d'une structure anti bruit 14 et des raidisseurs 16 reliant  
25 entre elles les enveloppes 10 et 12, au niveau de l'extrémité arrière de l'enveloppe extérieure 10.

Plus précisément, une première extrémité de chacun des raidisseurs 16 est fixée à l'enveloppe extérieure 10 par une équerre 18 et des organes de  
30 fixation tels que des rivets ou des boulons illustrés schématiquement par les traits mixtes 20 et 22.

La deuxième extrémité de chacun des raidisseurs 16 est fixée à l'enveloppe intérieure 12 par une équerre 24 et des organes de fixation tels que des rivets ou des boulons illustrés schématiquement par les traits mixtes 26 et 28.

Les raidisseurs 16 sont agencés de façon telle que leurs extrémités sont situées dans un même plan sensiblement perpendiculaire à l'axe longitudinal du moteur.

Comme l'illustre également la figure 2, l'enveloppe intérieure 12 de la structure d'entrée d'air 6, munie de sa structure anti bruit 14, fait saillie vers l'arrière au-delà des raidisseurs 16. L'extrémité arrière de ladite enveloppe intérieure 12 est fixée à l'extrémité avant du carter de soufflante 5, par exemple par des équerres 30 et 32 et des organes de fixation tels que des rivets ou des boulons illustrés schématiquement par les traits mixtes 34, 36 et 38.

Comme l'illustre plus précisément la figure 2, lorsqu'ils occupent leur position fermée, les capots de soufflante 7 sont rendus solidaires de la structure d'entrée d'air 6 par exemple par des couteaux 40 qui viennent se loger sans jeu dans des orifices 42 prévus à l'extrémité arrière de la structure d'entrée d'air 6. Les orifices 42 sont formés dans des pièces 44 qui sont fixées sur le bord arrière de la structure d'entrée d'air 6, à proximité de l'enveloppe extérieure de celle-ci. Cette fixation peut notamment être assurée par les moyens de fixation 20 servant à fixer les raidisseurs 16 sur les équerres 18.



Selon une variante de réalisation non représentée et conformément à un agencement connu, les capots de soufflante 7 peuvent aussi être rendus solidaires de la structure d'entrée d'air 6 en prévoyant une gorge circonférentielle sur le bord arrière de la structure d'entrée d'air 6, à proximité de l'enveloppe extérieure de celle-ci, et un ergot sur le bord avant de chacun des capots de soufflante 7, au moins sur une partie de leur circonférence. Lorsque les capots de soufflante sont fermés, l'ergot pénètre sans jeu dans la gorge circonférentielle, de façon à solidariser lesdits capots 7 de la structure d'entrée d'air 6.

A leur extrémité arrière (voir la figure 3), les capots de soufflante viennent prendre appui sur des parties avant 46 des capots d'inverseur de poussée 8, lorsque lesdits capots de soufflante sont fermés.

Selon l'agencement connu qui vient d'être décrit, et qui peut subir différentes variantes sans sortir du cadre de l'invention, il existe un jeu J1 entre les bords adjacents des capots de soufflante 7 et des capots d'inverseur de poussée 8 et un jeu J2 entre les bords adjacents de la structure d'entrée d'air 6 et des capots de soufflante 7, à la périphérie extérieure de la nacelle. Ces jeux J1 et J2, qui ont pour origine les tolérances de fabrication et de montage, sont limités à des valeurs très faibles afin d'éviter la formation d'une traînée parasite préjudiciable du point de vue de la consommation de carburant.

Dans cet agencement classique, la structure d'entrée d'air 6 se déforme vers l'avant, dans sa

partie extérieure, sous l'effet des différences de pression engendrées par l'écoulement aérodynamique de l'air lorsque l'avion est en vol. Sous l'effet de cette déformation, les capots de soufflante 7 sont entraînés vers l'avant par la liaison sans jeu assurée par les couteaux 40 et les orifices 42. Le jeu J2 reste donc constant et très faible. En revanche, le jeu J1 augmente, ce qui a pour effet d'accroître la traînée aérodynamique et, par conséquent, la consommation de carburant sur les moteurs existants.

Conformément à l'invention, des moyens additionnels de rigidification sont intégrés dans la nacelle, afin d'augmenter de façon très sensible la rigidité de l'ensemble formé par la structure d'entrée d'air 6 et les capots de soufflante 7.

Dans le mode de réalisation illustré sur la figure 2, ces moyens additionnels de rigidification comprennent une pluralité de renforts rigides dont l'un est représenté en 48 sur la figure 2. Chacun des renforts rigides se présente sous la forme d'une barre 48 sensiblement rectiligne, disposée dans un plan passant par l'axe longitudinal du moteur.

Une première extrémité de chacune des barres 48 est fixée à la structure d'entrée d'air 6, à proximité des moyens de transmission d'efforts axiaux entre ladite structure d'entrée d'air et les capots de soufflante 7, matérialisés ici par les couteaux 40 et les orifices 42. Cette fixation est assurée par des équerres 50 et des moyens de fixation tels que des rivets ou des boulons, symbolisés par les traits mixtes 20 et 52 sur la figure 2, où l'équerre est fixée sur le

raidisseur 16 par les moyens de fixation 20 servant également à la fixation de l'équerre 18 et de la pièce 44.

En variante, lorsque les raidisseurs 16  
5 sont de grande dimension, la première extrémité de chacun des renforts rigides 48 peut aussi être fixée sensiblement au milieu de la longueur des raidisseurs 16. Cet agencement permet de limiter les vibrations des raidisseurs en vol et, par conséquent, l'usure des  
10 éléments en présence.

La deuxième extrémité de chacun des renforts rigides 48 est fixée à la structure d'entrée d'air 6, à proximité de l'endroit où ladite structure est fixée au carter de soufflante 5. Cette fixation est  
15 assurée par une autre équerre 54 et par des moyens de fixation tels que des rivets ou des boulons, symbolisés par les traits mixtes 34 et 56 sur la figure 2, où l'équerre 54 est fixée aux équerres 30 et 32 par les moyens de fixation reliant celles-ci l'une à l'autre.

20 Selon cet agencement, la deuxième extrémité de chacun des renforts rigides 48 est décalée vers l'arrière et vers l'intérieur du moteur par rapport à sa première extrémité. En outre, les renforts rigides 48 relient l'arrière de la partie périphérique  
25 extérieure de la structure d'entrée d'air 6 à l'arrière de la partie périphérique intérieure de ladite structure, dans sa zone de fixation sur le carter de soufflante 5, c'est-à-dire sur une partie rigide du moteur. Ainsi, les renforts rigides 48 reprennent les  
30 efforts qui tendent à déplacer vers l'avant la partie périphérique extérieure de la structure d'entrée d'air

6, par rapport au reste du moteur, lorsque l'avion est en vol.

En s'opposant au déplacement vers l'avant de la partie périphérique extérieure de la structure d'entrée d'air 6, les renforts rigides 48 font pratiquement disparaître tout mouvement relatif entre les capots de soufflante 7 et les capots d'inverseur de poussée 8, puisque les capots de soufflante 7 sont rendus solidaires de la structure d'entrée d'air par les moyens de transmission d'efforts axiaux matérialisés par les couteaux 40 et les orifices 42. On évite ainsi un agrandissement du jeu J1 entre les capots de soufflante 7 et les capots d'inverseur de poussée 8. Par conséquent, la consommation de carburant du moteur peut être maintenue à une valeur minimale.

Le nombre des renforts rigides 48 dépend des efforts à reprendre. Les renforts rigides 48 sont répartis régulièrement sur toute la périphérie de la nacelle.

Selon un deuxième mode de réalisation de l'invention illustré plus précisément sur la figure 3, les moyens additionnels de rigidification comprennent des éléments complémentaires 58, 60 formés respectivement sur les bords avant des capots d'inverseur de poussée 8 et sur les bords arrière des capots de soufflante 7.

De façon plus précise, ces éléments complémentaires 58 et 60 sont agencés de façon à s'emboîter l'un dans l'autre, avec un faible jeu axial prédéterminé, lorsque les capots de soufflante 6 sont fermés. La présence d'un faible jeu axial entre ces

éléments complémentaires est rendue nécessaire par les tolérances de fabrication et de montage, compte tenu du fait que les capots de soufflante 7 sont rendus solidaires de la structure d'entrée d'air 6 à leurs extrémités avant. Les éléments complémentaires 58 et 60 assurent ainsi, dans le sens axial, une liaison rigide entre les capots de soufflante 7 et les capots d'inverseur de poussée 8, lorsque le faible jeu axial qui existe initialement entre ces éléments a été rattrapé.

Dans le mode de réalisation représenté plus précisément sur la figure 3, les éléments complémentaires précités comprennent une pluralité d'orifices 58 formés dans une pièce 62 fixée sur la partie avant 46 de chacun des capots 7 d'inverseur de poussée, par des moyens de fixation 64 tels que des rivets ou des boulons. Ces éléments complémentaires comprennent aussi une pluralité d'ergots 60, qui sont fixés sur le bord arrière de chacun des capots de soufflante 7, par des moyens de fixation 62 tels que des rivets ou des boulons, de façon à pénétrer dans les orifices 58 lorsque les capots de soufflante sont fermés, en ménageant entre eux le jeu axial précité.

Dans une variante de réalisation non représentée, les ergots 60 sont remplacés par un ergot unique formé sur au moins une partie de la circonférence du bord arrière de chaque capot de soufflante et les orifices multiples 58 sont remplacés par une gorge circonférentielle formée sur le bord avant de chaque capot d'inverseur de poussée.

Comme dans le premier mode de réalisation de l'invention décrit précédemment en référence à la figure 2, ce deuxième mode de réalisation permet de maintenir pratiquement constant le jeu J1 entre les capots 8 d'inverseur de poussée et l'ensemble formé par la structure d'entrée d'air 6 et les capots de soufflante 7. Par conséquent, la consommation de carburant est maintenue à une valeur minimale malgré les différences de pression appliquées en vol sur la structure d'entrée d'air 6, du fait de l'écoulement aérodynamique de l'air.

Bien entendu, l'invention n'est pas limitée au mode de réalisation qui viennent d'être décrits en référence aux figures 2 et 3. Ainsi, à titre d'exemple, les solutions décrites dans ces deux modes de réalisation peuvent éventuellement être combinées sans sortir du cadre de l'invention.

## REVENDICATIONS

1. Moteur d'avion comprenant un carter de soufflante (5) et une nacelle comportant  
5 successivement, dans le sens de l'écoulement de l'air, une structure d'entrée d'air (6) fixée au carter de soufflante (5), au moins un capot de soufflante (7) apte à occuper une position ouverte et une position fermée et au moins un capot (8) d'inverseur de poussée  
10 fixé au carter de soufflante (5), un bord avant du capot de soufflante (7) étant en prise sur un bord arrière de la structure d'entrée d'air (6) par des moyens (40, 42) de transmission d'efforts axiaux, dans ladite position fermée, caractérisé en ce que des  
15 moyens additionnels de rigidification (48 ; 58, 60) sont placés dans la structure d'entrée d'air (6) ou entre le capot de soufflante (7) et le capot (8) d'inverseur de poussée.

20 2. Moteur d'avion selon la revendication 1, dans lequel les moyens additionnels de rigidification comprennent une pluralité de renforts rigides (48) dont une première extrémité est fixée à la structure d'entrée d'air (6), à proximité des moyens (40, 42) de  
25 transmission d'efforts axiaux, et dont une deuxième extrémité est fixée à la structure d'entrée d'air (6) à proximité de l'endroit où celle-ci est fixée au carter de soufflante (5).

30 3. Moteur d'avion selon la revendication 1, dans lequel la structure d'entrée d'air (6) comprend

une enveloppe extérieure (10), une enveloppe intérieure (12) et des raidisseurs (16) reliant entre elles les enveloppes extérieure (10) et intérieure (12), les moyens additionnels de rigidification comprenant une pluralité de renforts rigides (48) dont une première extrémité est fixée aux raidisseurs (16), sensiblement au milieu de leur longueur, et dont une deuxième extrémité est fixée à la structure d'entrée d'air (6) à proximité de l'endroit où celle-ci est fixée au carter de soufflante (5).

4. Moteur d'avion selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel les moyens additionnels de rigidification comprennent des éléments complémentaires (58, 60) formés respectivement sur un bord avant du capot (8) d'inverseur de poussée et sur un bord arrière du capot de soufflante (7), lesdits éléments complémentaires (58, 60) étant aptes à s'emboîter l'un dans l'autre, avec un faible jeu axial prédéterminé, dans la position fermée du capot de soufflante (7), pour assurer la transmission d'efforts axiaux après rattrapage dudit jeu.

5. Moteur d'avion selon la revendication 4, dans lequel les éléments complémentaires comprennent une pluralité d'orifices (58) formés sur le bord avant du capot (8) d'inverseur de poussée et une pluralité d'ergots (60) formés sur le bord arrière du capot de soufflante (7), de façon à pénétrer dans lesdits orifices (58) dans la position fermée du capot de



soufflante (7), les orifices (58) et les ergots (60) étant répartis sur la périphérie du moteur.

6. Moteur d'avion selon la revendication 4,  
5 dans lequel les éléments complémentaires comprennent une gorge circonférentielle formée sur le bord avant du capot (8) d'inverseur de poussée et un ergot formé sur au moins une partie de la circonférence du bord arrière du capot de soufflante (7), de façon à pénétrer dans  
10 ladite gorge circonférentielle dans la position fermée du capot de soufflante (7).

1 / 2

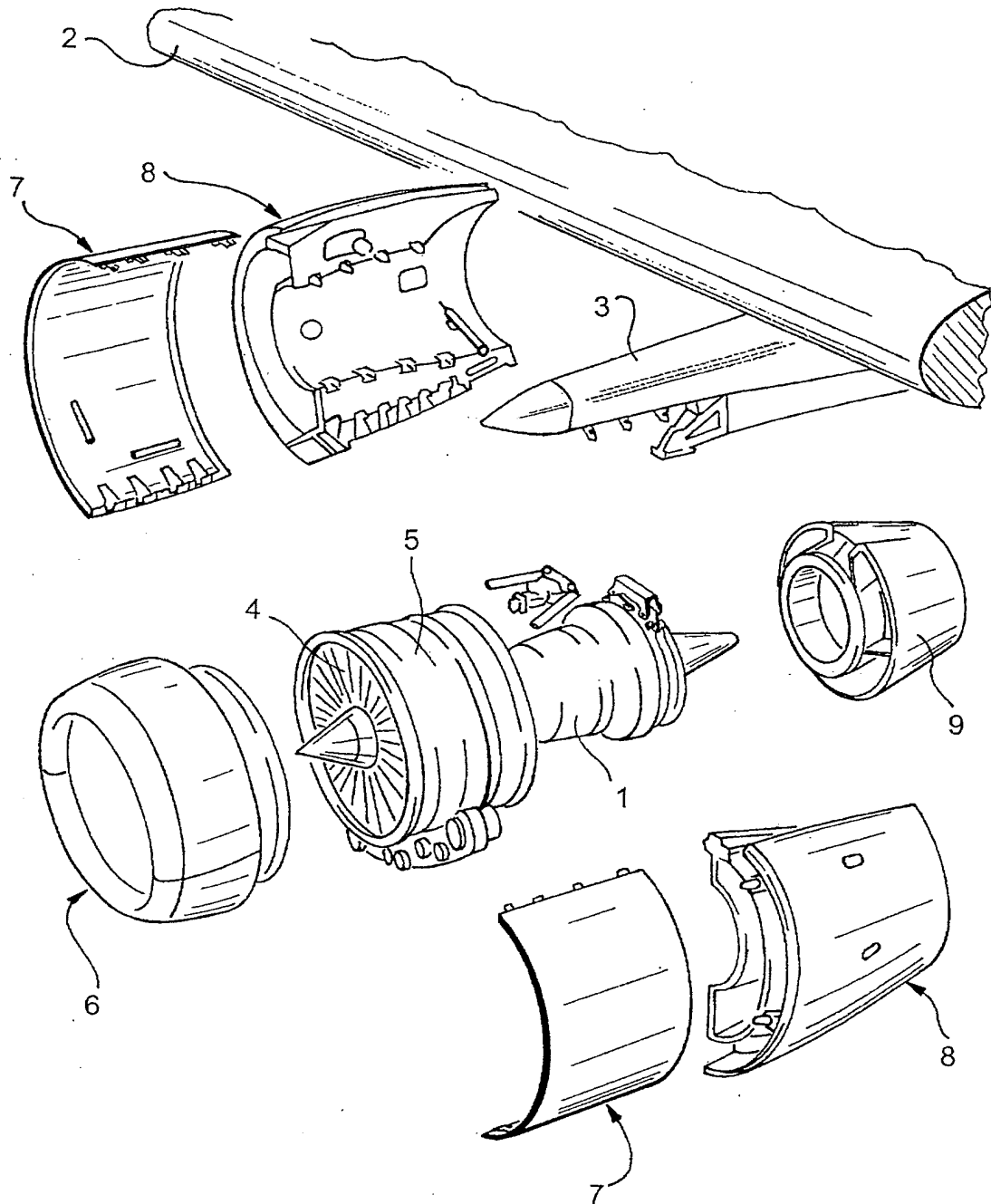


FIG. 1

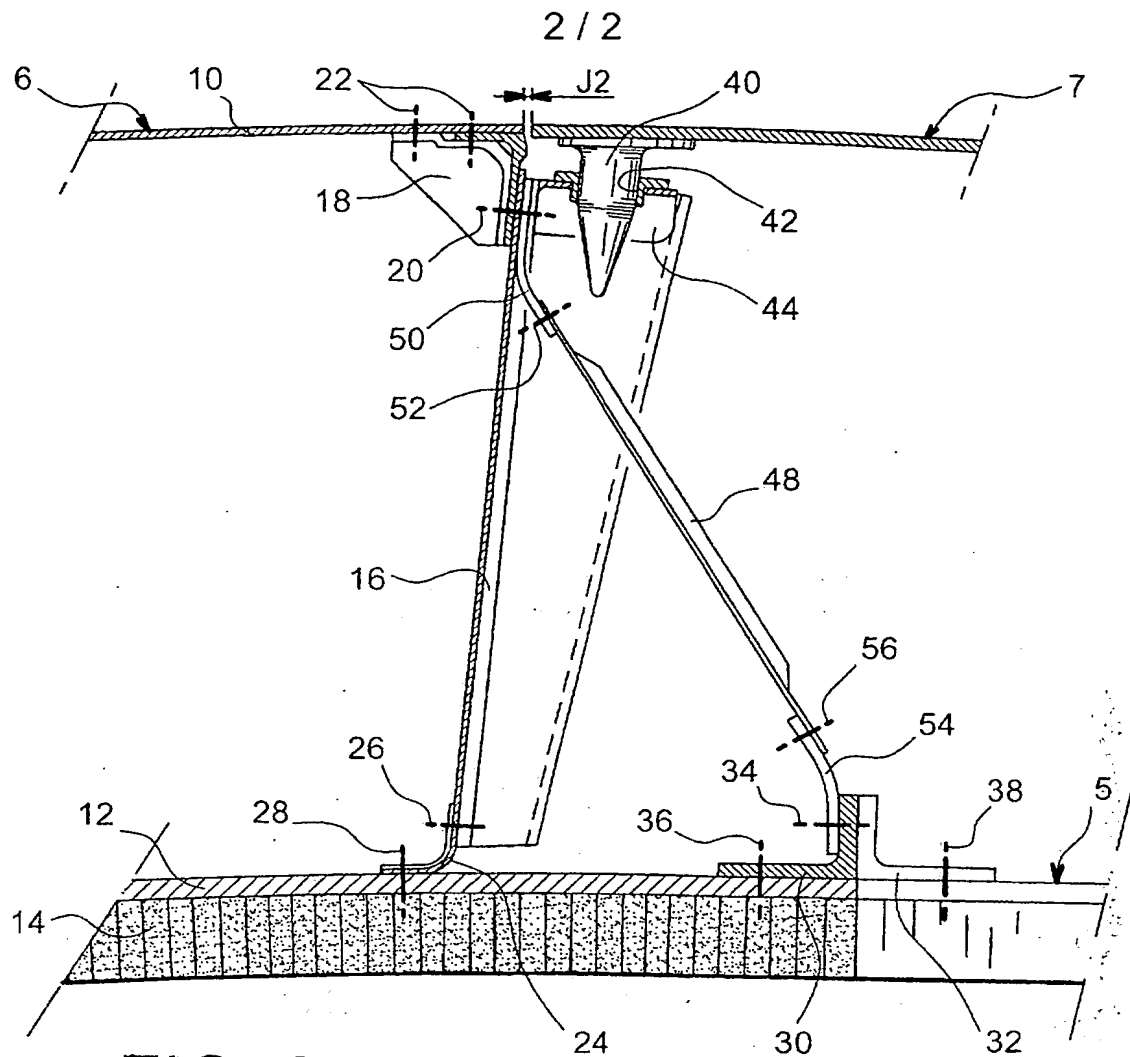


FIG. 2

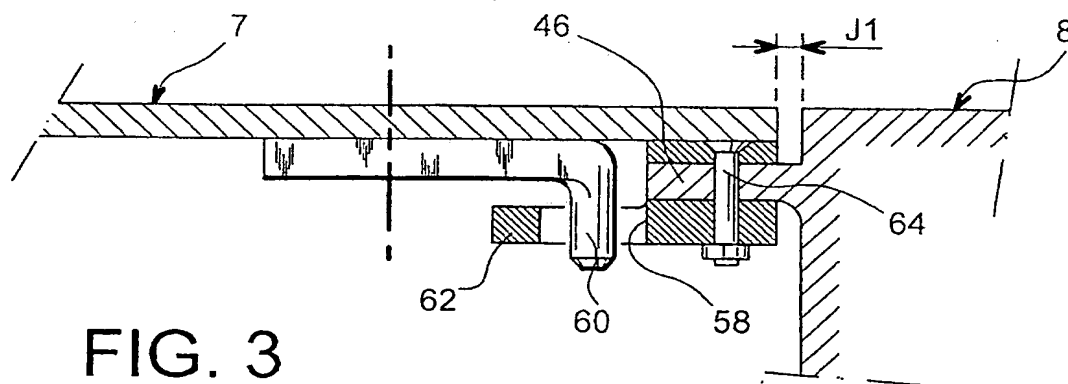


FIG. 3

**BREVET D'INVENTION  
CERTIFICAT D'UTILITE****Désignation de l'inventeur**

Vos références pour ce dossier	SP21686.GP DOS1669DA
N°D'ENREGISTREMENT NATIONAL	0350231
TITRE DE L'INVENTION	
MOTEUR D'AVION DONT LES CAPOTS DE SOUFFLANTE ET D'INVERSEURS DE POUSSEE SONT SEPARES PAR UN JEU REDUIT.	
LE(S) DEMANDEUR(S) OU LE(S) MANDATAIRE(S):	
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S):	
Inventeur 1	
Nom	PORTE
Prénoms	Alain
Rue	8 allée de Belle-Ile
Code postal et ville	31770 COLOMIERS
Société d'appartenance	

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire. Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

**Signé par**

Signataire: FR, Brevalet, G. Poulin

Emetteur du certificat: DE, D-Trust GmbH, D-Trust for EPO 2.0

**Fonction**

Mandataire agréé (Mandataire 1)